



⑯ BUNDESREPUBLIK  
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES  
PATENTAMT

⑯ Offenl. gungsschrift  
⑯ DE 43 01 637 A 1

⑯ Int. Cl. 5:  
B 64 F 1/30

⑯ Aktenzeichen: P 43 01 637.5  
⑯ Anmeldetag: 22. 1. 93  
⑯ Offenlegungstag: 11. 8. 94

DE 43 01 637 A 1

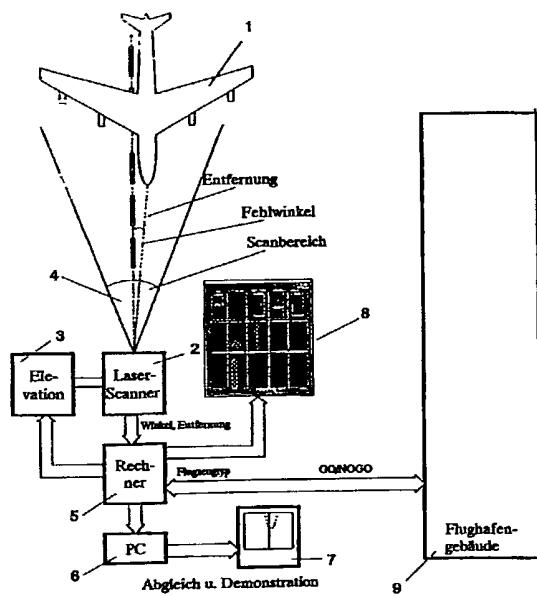
⑯ Anmelder:  
Deutsche Aerospace AG, 80804 München, DE

⑯ Erfinder:  
Warnke, Hans-Wilhelm, Dipl.-Ing., 2000 Schenefeld, DE; Kühn, Klaus, Dipl.-Ing., 2000 Hamburg, DE; Storm, Ditmar, Dipl.-Ing., 2000 Wedel, DE

Prüfungsantrag gem. § 44 PatG ist gestellt

⑯ Verfahren zum Andocken eines Flugzeuges an eine Fluggastbrücke eines Flughafengebäudes

⑯ Verfahren zum Andocken eines Flugzeuges an eine Fluggastbrücke eines Flughafengebäudes unter Verwendung einer Lasersender-, Laserempfangs- und Auswerteeinrichtung sowie einer in der Sichtlinie des Flugzeugführers befindlichen Anzeigevorrichtung zur Anzeige der Entfernung bzw. Abweichung des Flugzeuges von der Halteposition bzw. der Idealrolllinie sowie eines Haltesignals. Zur Erzielung eines verhältnismäßig großen Meßsignals und eines störungsfreien Andockens wird im wesentlichen nur die Rumpfspitze des Flugzeuges (1) in horizontaler und vertikaler Richtung abgetastet. Die reflektierten Laserstrahlimpulse werden als Meßwerte einer Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) zugeführt, wobei aus den Meßwerten durch Vergleich mit den Sollwerten einer durch den Flugzeugtyp vorgegebenen Rumpfspitzen-Schablone der aktuelle Signalverlauf der Rumpfspitze in der Ausgangsstellung ermittelt wird. Aus den Daten des aktuellen Signalverlaufes der Rumpfspitze werden für die Ausgangsstellung die aktuelle Entfernung und die aktuelle Abweichung des Flugzeuges (1) von der Halteposition und der Idealrolllinie ermittelt und auf der Anzeigevorrichtung (8) zur Anzeige gebracht.



DE 43 01 637 A 1

Beschreibung

Die Erfindung betrifft ein Verfahren gemäß dem Oberbegriff von Anspruch 1 sowie eine Vorrichtung zur Durchführung des Verfahrens.

Aus der EP 0 368 692 A1 ist eine Vorrichtung zur Ortung der Position eines Flugzeuges bekannt, mit dessen Hilfe das Flugzeug zu einer durch die Fluggastbrücke vorgegebenen Halteposition derart geführt wird, daß die Flugzeugtür und die Öffnung der Fluggastbrücke unmittelbar nebeneinander liegen. Die Vorrichtung umfaßt eine Lasersendereinrichtung, deren parallel zur Fortbewegungsfläche des Flugzeuges ausgesandten Laserstrahlimpulse auf das Bugrad des georteten und zu führenden Flugzeuges gerichtet sind, und eine Laserempfangseinrichtung, die die von dem Bugrad des Flugzeuges reflektierten Laserstrahlimpulse empfängt. Der Laserempfangseinrichtung ist eine Auswerteeinrichtung nachgeordnet, der vor Beginn eines Ortungsvorganges den zu ortenden und zu führenden Flugzeugtyp charakterisierende Daten eingegeben werden und die die jeweilige Entfernung des Flugzeuges von dem Haltepunkt sowie die jeweilige Abweichung des Flugzeuges von der Idealrolllinie ermittelt. Die ermittelten Werte werden auf einer in der Sichtlinie des Flugzeugführers befindlichen Anzeigevorrichtung angezeigt, ebenso wie ein Haltesignal beim Erreichen der Halteposition durch das Flugzeug. Diese vorbekannte Vorrichtung weist zwei wesentliche Nachteile auf, zum einen liefern die Bugräder von Flugzeugen infolge ihrer verhältnismäßig geringen geometrischen Abmessungen keine ausreichende Anzahl von Meßpunkten und daher ein geringes Meßsignal, und zum anderen können die Meßvorgänge aufgrund der Anordnung der Meßvorrichtung in unmittelbarer Nähe der Fortbewegungsfläche beispielsweise durch Transportfahrzeuge oder dergleichen leicht unterbrochen werden.

Der Erfindung liegt daher die Aufgabe zugrunde, ein Verfahren der eingangs genannten Art zu schaffen, mit dem ein verhältnismäßig großes Meßsignal erzielt und ein störungsfreies Andocken eines Flugzeuges an eine Fluggastbrücke ermöglicht wird.

Die Aufgabe wird erfindungsgemäß durch die folgenden Verfahrensschritte gelöst:

- 25 a) die Rumpfspitze des Flugzeuges wird in einer durch den Flugzeugtyp vorgegebenen Ausgangsstellung durch die von der Lasersendereinrichtung ausgesandten Laserstrahlimpulse in horizontaler und vertikaler Richtung abgetastet,
- 30 b) die von dem außerhalb des Radombereichs befindlichen Rumpfspitzenbereich reflektierten Laserstrahlimpulse werden von der Laserempfangseinrichtung empfangen und als Meßwerte der Steuer- und Auswerteeinrichtung zugeführt,
- 35 c) aus den Meßwerten wird in der Steuer- und Auswerteeinrichtung durch Vergleich mit den Sollwerten einer in der Steuer- und Auswerteeinrichtung abgelegten und durch den Flugzeugtyp vorgegebenen (flugzeugtyp-spezifischen) Rumpfspitzen-Schablone der aktuelle Signalverlauf der Rumpfspitze in der Ausgangsstellung ermittelt,
- 40 d) aus den Daten des aktuellen Signalverlaufes der Rumpfspitze werden für die Ausgangsstellung die aktuelle Entfernung und die aktuelle Abweichung des Flugzeuges von der Halteposition und der Idealrolllinie ermittelt und auf der Anzeigevorrichtung zur Anzeige gebracht,
- 45 e) die Verfahrensschritte a bis d werden für weitere, sich verkürzende Entfernungsschwellen zwischen Flugzeug und Halteposition unter gleichzeitiger Abänderung des Neigungswinkels zwischen dem von der Lasersendereinrichtung ausgesandten Laserstrahlimpulsen und der Rollbahn in Abhängigkeit von den Entfernungsschwellen solange wiederholt, bis die Halteposition von dem Flugzeug erreicht wird, und
- 50 f) beim Erreichen der Halteposition durch das Flugzeug wird auf der Anzeigevorrichtung ein Haltesignal für den Flugzeugführer angezeigt.

Das erfindungsgemäße Verfahren ermöglicht vorteilhafterweise aufgrund einer Hauptabtastebene, beispielsweise der Horizontalen, und einer hierzu senkrecht stehenden zusätzlichen Teilabtastebene, der Vertikalverschiebung, eine Interpolation von dreidimensionalen Meßdaten zur genauen Bestimmung von Rumpfteilen von Flugzeugen, insbesondere der Flugzeugnasen. Hierdurch werden verhältnismäßig große und genaue Meßergebnisse erzielt, deren Auswertung und weitere Verarbeitung zu einem vorteilhaften kleinen Aufwand an nachgeschalteten Signalverarbeitungsmitteln führen.

Vorteilhafte Ausgestaltungen des erfindungsgemäßen Verfahrens sind in den Unteransprüchen 2 bis 14 beschrieben.

Eine erfindungsgemäße Vorrichtung zur Durchführung des Verfahrens und erfindungsgemäße Weiterbildungen dieser Vorrichtung sind im Unteranspruch 15 bzw. den Unteransprüchen 16 bis 18 beansprucht. Weiterhin ist die Verwendung der Vorrichtung für einen Ausdockvorgang eines an einer Fluggastbrücke angedockten Flugzeuges im Unteranspruch 19 beschrieben.

Das erfindungsgemäße Verfahren wird anhand der in Ausführungsbeispiel der Erfindung darstellenden Zeichnung erläutert, und zwar zeigen:

60 Fig. 1 eine schematische Darstellung einer Vorrichtung zur Durchführung des erfindungsgemäßen Verfahrens,

Fig. 2 ein Blockschaltbild der Vorrichtung gemäß Fig. 1,

Fig. 3a, 3b sowie 4a, 4b die prinzipiellen Verläufe der ermittelten Meßsignale in vertikaler bzw. horizontaler Richtung,

65 Fig. 5 eine Darstellung des Prinzips der Erfassung und Führung eines Flugzeuges, und

Fig. 6 ein Spiegelsystem für eine kombinierte Lasersender- und Laserempfangseinrichtung.

Die aus Fig. 1 ersichtliche Vorrichtung dient zur Führung eines auf dem Vorfeld eines Flughafens georteten Flugzeuges 1, beispielsweise einer B747, bis zu einer durch die Fluggastbrücke vorgegebenen Halteposition und

# DE 43 01 637 A1

zur Erzeugung eines Haltesignals für den Flugzeugführer, wenn das Flugzeug seine Halteposition erreicht hat. Die Vorrichtung weist eine kombinierte Lasersender- und Laserempfangseinrichtung 2 mit zugehörigen Elevationsantrieb 3 auf, deren ausgesandte Laserstrahlimpulse die Rumpfspitze des Flugzeugs 1 innerhalb eines Abtastbereiches 4 in horizontaler und vertikaler Richtung abtasten. Hierbei wird zweckmäßigerweise die horizontale Abtastrichtung als Hauptrichtung vorgegeben, während die Abtastung in vertikaler Richtung in mehreren übereinander liegenden Zeilen, beispielsweise vier Zeilen, erfolgt. Als Hauptrichtung kann allerdings auch die vertikale Abtastrichtung gewählt werden, wobei dann zusätzlich mehrere horizontal nebeneinander liegende Spalten abgetastet werden. Die Abtastung einer Hauptrichtung und einer zugehörigen Nebenrichtung kann gleichzeitig oder zeitlich aufeinanderfolgend durchgeführt werden. Die von der Rumpfspitze reflektierten Laserstrahlimpulse werden von der Laserempfangseinrichtung 2 empfangen und der Steuer- und Auswerteeinrichtung 5 zugeführt, der ein Personalcomputer 6 und ein Monitor 7 für Abgleich- und Demonstrationszwecke nachgeordnet sein kann. Die Steuer- und Auswerteeinrichtung, der vor Beginn des Ortungsvorganges den Flugzeugtyp charakterisierende Daten zwecks Ermittlung der Halteposition des Flugzeugs z. B. vom Flughafengebäude eingegeben werden, dient zur Ermittlung der Entfernung bzw. Abweichung des Flugzeugs von der Halteposition bzw. von der Idealrolllinie. Dieses erfolgt durch Vergleich der Meßwerte, deren Verlauf aus den Fig. 3a, 3b, 4a und 4b ersichtlich ist, mit den Sollwerten einer in der Steuer- und Auswerteeinrichtung 5 abgelegten und durch den Flugzeugtyp vorgegebenen (flugzeugtyp-spezifischen) Rumpfspitzen-Schablone, wodurch zunächst in der Ausgangsstellung zur Erfassung des Flugzeugs 1 der aktuelle Signalverlauf der Rumpfspitze ermittelt wird. Aus den Daten des Signalverlaufs der Rumpfspitze werden dann für die Ausgangsstellung die aktuelle Entfernung und die aktuelle Abweichung des Flugzeugs 1 von der Halteposition und der Idealrolllinie ermittelt und dem Flugzeugführer auf einer in seiner Sichtlinie befindlichen Anzeigevorrichtung 8 zur Anzeige gebracht. Für die sich aufgrund der Fortbewegung des Flugzeugs 1 verkürzenden Entfernungsschwellen zwischen Flugzeug 1 und Halteposition werden unter gleichzeitiger Abänderung des Neigungswinkels zwischen den von der Lasersendereinrichtung 2 ausgesandten Laserstrahlimpulsen und der Rollbahn in Abhängigkeit von den Entfernungsschwellen (vgl. Fig. 5) solange wiederholt, bis die Halteposition von dem Flugzeug 1 erreicht wird. Beim Erreichen der Halteposition wird die Anzeige eines Haltesignals für den Flugzeugführer auf der Anzeigevorrichtung 8 veranlaßt.

Dem aus Fig. 2 ersichtlichen Blockschaltbild sind die Bauelemente der Steuer- und Auswerteeinrichtung 5 zu entnehmen, wobei die Datenübertragung von der Lasersender- und Laserempfangseinrichtung 2 und 3 zu der Steuer- und Auswerteeinrichtung 5 über Transputer links geschieht. Die Datenvorverarbeitung erfolgt mit Transputern in der Steuer- und Auswerteeinrichtung 5, wobei die Steuerung, Ergebniszusammenfassung und Bedienung der Ein- und Ausgabeschnittstellen von dem Zentralprozessor 11 durchgeführt wird. Weiterhin weist die Vorrichtung gemäß Fig. 2 ein Bediengerät 10 auf, welches an der zeichnerisch nicht dargestellten Fahrgastbrücke zur Bedienung derselben befestigt ist.

Die verwendbare Lasersender- und Laserempfangseinrichtung, die im folgenden auch als Sensor bezeichnet wird, soll unter allen Witterungs- und Beleuchtungsbedingungen einsetzbar sein. Die Sensorsignale sollten so beschaffen sein, daß der Aufwand der nachgeschalteten Signalverarbeitung klein gehalten werden kann. Diese Bedingungen haben zur Auswahl eines Laserscanners geführt, wie er aus Fig. 6 zu ersehen ist. Der gepulste Laserstrahl des Sensors wird mit Hilfe eines rotierenden Winkelospiegels 12 in einer Ebene über die Landschaft geführt, wobei die remittierte Strahlung vom achsparallel ausgerichteten Empfänger aufgenommen wird. Das empfangene Signal wird auf konstante Amplitude geregelt, so daß am Ausgang des Gerätes die Entfernung als Funktion des Drehwinkels geliefert wird. Dieser Sensor kann zum Beispiel folgende Daten aufweisen:

Wellenlänge Laserdiode	905 nm	45
Scanrate	max 8/s	
Öffnungswinkel (Meßbereich)	max 220	
Anzahl der Entfernungsmessungen	4600/s	
Genaugkeit Entfernungsmessung	± 20 mm	
Reichweitenbereiche	0,5 m bis 5 m 5 m bis 50 m 50 m bis 500 m	50
Winkeldaten	incremental, 2 hoch 14 Schritte auf 360°	

Die Lasersender- und Laserempfangseinrichtung 2 und 3 kann als ein rotierendes System mit vier Spiegeln ausgebildet sein, wobei die Spiegel gegenüber der Horizontalen jeweils einen unterschiedlichen Neigungswinkel gegeneinander aufweisen. Zusammen mit den Lasereinrichtungen 2 und 3, die aus einer gepulsten Laserdiode und einem an gleicher Position montierten IR-empfindlichen Empfänger bestehen können, erzeugt das rotierende System insgesamt vier Meßlinien in unterschiedlicher Höhe über dem Vorfeld. Das rotierende System ist zusammen mit der Laserdiode und dem IR-Empfänger um die vertikale Achse neigbar, so daß die vier Meßlinien in ihrer Position auf und/oder über dem Vorfeld variiert werden können. Hierdurch kann nach Erfassung der Rumpfspitze eines Flugzeugs 1 die Fortbewegung dieses Flugzeugs auf dem Rollfeld verfolgt werden.

Als Zielzone für die durchzuführenden Messungen bietet sich der vordere Bereich des Flugzeugrumpfes an, auch wenn die Spitze in den meisten Fällen wegen der Spiegelwirkung keine Signale liefert. Die Fig. 3 und 4 zeigen die prinzipiellen Signalverläufe. Hierbei ist festzustellen, daß die Flugzeugspitze (Radom) wegen des hohen Glanzgrades und der Krümmung nur in Ausnahmefällen Meßwerte liefert. Nur wenn die Spiegelnormale direkt zum Empfänger zeigt, kann die Energie aufgenommen werden. Direkt anschließend an das Radom ist die Oberfläche so beschaffen, daß der Rumpf auswertbare Meßergebnisse liefert.

# DE 43 01 637 A1

Die Hauptabtastebene des Sensors wird durch den rotierenden Spiegel bestimmt. Es erscheint sinnvoll, als Hauptabtastebene die Horizontale zu wählen. Wegen der unterschiedlichen Flugzeughöhen ist eine zusätzliche Vertikalverschiebung erforderlich. Die Abstände zwischen Boden und Flugzeugnasenmitte bei eingesetzten Flugzeugen schwankt zwischen 2,4 m (Boeing 737) und 5,3 m (Boeing 747), so daß also eine Höhendifferenz von mindestens 2,9 m zu berücksichtigen ist.

Das Flugzeug 1 soll im Abstand von 50 m erfaßt werden. Man kann davon ausgehen, daß der Flugzeugtyp bekannt und der Vorrichtung über die Schnittstelle zum Flughafen mitgeteilt worden ist. Diese Information wird zur Festlegung der Parkposition benötigt. Der Sensor tastet die Landschaft in horizontaler Richtung (genau betrachtet auf einem Kegelmantel) ab. Die Lage der Abtastzeile(n) wird mit Hilfe eines Elevationsmotors für den gesamten Laserscanner, bzw. nur durch Bewegung eines Elevationsspiegels in diskreten Schritten verändert (vgl. Fig. 5). Der erste Schritt wird so gewählt, daß die Rumpfspitze im Abstand von ca. 50 m vom Laserstrahl getroffen wird. Aus den Meßpunkten (vgl. Fig. 3a und 3b) wird der Verlauf der Rumpfspitze durch Vergleich mit einer abgelegten Schablone gewonnen. Aus den Daten des nun vorliegenden Signalverlaufes werden der seitliche Abstand Mittellachse – Idealrolllinie sowie Flugzeugspitze – Scanner ermittelt.

Beide Informationen werden auf der Anzeigevorrichtung 8 zur Anzeige gebracht. Beim nächsten Abtasten hat sich das Flugzeug 1 bei der Maximalgeschwindigkeit von 10 m/s und einer Abtastperiode von 125 ms um maximal 1,25 m auf den Sensor zubewegt. Da das Flugzeug 1 den Erfassungsbereich der ersten Schwelle noch nicht verlassen hat, wird die Messung wiederholt. Entfernung, Horizontalabweichung und Flugzeugtyp werden auf dem Display zur Anzeige gebracht. Anschließend wird der Elevationsspiegel so geneigt, daß die nächste Erfassungsschwelle ca. 5 m hinter der ersten liegt. Die Anzeige auf der Anzeigevorrichtung 8 bleibt für die Entfernung solange stehen, bis die Rumpfspitze in der zweiten Schwelle erfaßt worden ist. Der seitliche Abstand wird nach jeder Messung auf der Anzeigevorrichtung 8 korrigiert angezeigt. Die Meßvorgänge wiederholen sich solange, bis die letzte Schwelle, die Parkposition, erreicht ist. Dabei werden die Abstände der Schwellen voneinander wegen der abnehmenden Rollgeschwindigkeit und der zunehmenden erforderlichen Genauigkeit immer kleiner. Es besteht außerdem die Möglichkeit, die Elevation kontinuierlich in 125 ms Intervallen nachzuregeln. Legt man die obengenannten technischen Daten des Sensors zugrunde, so beträgt die Abtastdauer bei 8 Umdrehungen pro Sekunde  $T_s = 125 \text{ ms}$ . Die Dauer eines Meßvorganges beträgt bei 4600 Meßvorgängen pro Sekunde  $T_l = 217,4 \mu\text{s}$ . Jeder Abtastvorgang enthält  $T_s/T_l = 575$  Meßvorgänge. Auf ein Grad entfallen somit  $575/360 = 1,6$  Meßvorgänge.

Während eines Meßvorganges wird eine Anzahl  $n$  von Laserimpulsen ausgesendet. Die Phasenlage zwischen Sende- und Empfangsimpuls wird für jeden der  $n$  Vorgänge gemessen. Anschließend wird der Mittelwert gebildet und als Meßwert ausgegeben. Während eines Meßvorganges wird ein Winkel von  $\Omega = 1/1,6 = 0,625^\circ$  überstrichen. Diesem Winkel entspricht bei 55 m Entfernung eine Strecke mit der Länge  $S = 2R \operatorname{tg} \Omega/2 = 0,6 \text{ m}$ . Wegen der Differenz von  $\beta = 2,4 \text{ mrad}$  erweitert sich der Strahldurchmesser von  $D = 40 \text{ mm}$  bei der Austrittspupille auf  $D_s = 40 \text{ mm} + 2R \operatorname{tg} \beta/2$ . Bei  $R = 50 \text{ m}$  ist  $D_s = 160 \text{ mm}$ , bei  $R = 55 \text{ m}$  ist  $D_s = 172 \text{ mm}$ .

Für einen Meßvorgang muß in 55 m eine Fläche von der Höhe  $D_s$  und der Breite  $S$  zur Verfügung stehen. Sollen zwei Meßvorgänge durchgeführt werden, so sollte die entsprechende Fläche mindestens  $25 = 1,2 \text{ m}$  breit sein.

Der Flugzeugrumpf einer Boeing 737 hat einen Durchmesser von 3,8 m. Dieser Durchmesser wird 5,5 m hinter der Spitze erreicht. Da das Radom 1,60 m davon verdeckt, stehen zur Messung auf jeder Seite (projiziert auf eine Fläche senkrecht zum Laserstrahl) nur je 1,10 m zur Verfügung. In den meisten Fällen wird man bei einer Erfassungsreichweite von 50 m für die Flugzeugspitze (55,5 m bis zum vollen Rumpfdurchmesser) links und rechts nur je einen Meßpunkt bekommen.

Mit der Spiegelanordnung nach Fig. 6 kann die Meßrate für einen auf 1/4 reduzierten Meßbereich ( $= 90^\circ$ ) vervierfacht werden. Der Spiegel S1 rotiert nicht, sondern wird nur noch gekippt. Zusätzlich wird ein Polgonspiegel in den Strahlengang eingebracht, der um die Z-Achse rotiert. Der Meßbereich wird dann viermal innerhalb von 125 ms abgetastet. Die vollen  $90^\circ$  Meßbereiche können nicht für die Messung ausgenutzt werden, da lange vorher der Laserstrahl beschnitten bzw. die Eintrittspupille verdeckt werden.

Der erforderliche horizontale Erfassungswinkel wird durch den Durchmesser der größten bei Flugzeugen verwendeten Radome vorgegeben. Diese haben einen Durchmesser von 2,5 m (Tristar, Transall). Die Tiefe wird auf 1,8 m geschätzt.

Der horizontale Erfassungswinkel (ausnutzbarer Abtastbereich) muß somit größer sein als:

$$2 \operatorname{arctg} (1,25 \text{ m} / 11,8 \text{ m}) = 12,1^\circ. \text{ Vorgeschlagen wird ein Erfassungswinkel von } 30^\circ.$$

Der Sensor überstreicht während eines Meßvorganges einen Winkel von  $0,625^\circ$ . Die Genauigkeit für die Elevationseinstellung wird auf  $0,5^\circ$  definiert, da eine höhere Genauigkeitsforderung keine Vorteile mehr bringt. Damit kann die Höhe des Meßpunktes auf  $dhm = +/ - 0,44 \text{ m}$  bei der Entfernung 50 m bestimmt werden. Es werden vier Meßvorgänge innerhalb 125 ms mit einem Elevationsversatz von  $1^\circ$  durch die vier vertikal versetzte angeordneten Spiegel des Scanners durchgeführt. Die Verstellung der Servomotoren um  $0,5^\circ$  muß aufgrund der Winkelveränderung bei einem sich mit 2 m/s nähern Flugzeug, bei 10 m Entfernung, innerhalb 125 ms durchführbar sein. Um eine ausreichende Anzahl von Meßergebnissen für die Signalauswertung bereitstellen zu können, muß der Laser während aller vier Meßvorgänge innerhalb 125 ms den Flugzeugrumpf abtasten. Bei angenommen 3,8 m Rumpfdurchmesser, 50 m Meßentfernung (vier Messungen,  $1^\circ$  versetzt =  $3 * 0,87 \text{ m} + 0,44 \text{ m Toleranz} = 3,05 \text{ m}$ ) ist das der Fall.

Die Rumpfspitze eines Flugzeuges 1 bekannten Typs wird erwartet und von den Lasereinrichtungen 2 und 3 erfaßt. Hierbei wird nach Abtastung der Rumpfspitze durch Vergleich mit vorgegebenen abgespeicherten Rumpfspitzen von Flugzeugen eine Typenerkennung des Flugzeuges 1 in der Steuer- und Auswerteeinrichtung 5 vorgenommen. Stimmen hierbei die obengenannten Rumpfspitzen nicht überein, kann einem Flugzeugführer ein Warnsignal gegeben werden, derart, daß sein Flugzeugtyp für die vorgegebene Gate-Position nicht zugelas-

# DE 43 01 637 A1

sen ist. Auch kann die Flugzeugtyperkennung zur Unterscheidung von anderen auf dem Vorfeld befindlichen Flugzeugen und Fahrzeugen verwendet werden.

Bei jedem Flugzeugtyp ist die Höhe der Rumpfspitze über der Rollbahn bekannt. Hierdurch ist es möglich, daß nach Erkennung und Erfassung eines Flugzeuges 1 alle auf dem Vorfeld befindlichen Störobjecte, die eine geringere Höhe als die Rumpfspitze des Flugzeuges 1 über der Rollbahn aufweisen, ausgeblendet werden. Dieses gilt z. B. für Schleppfahrzeuge, die ein Flugzeug in eine Gate-Position schleppen. Weiterhin ist die Ausführung eines Systemselbsttests vor oder nach der Erkennung und Erfassung eines Flugzeuges denkbar.

Eine weitere erfinderische Ausgestaltung geht dahin, daß nach Vorwahl eines Flugzeugtyps der gesamte Vorfeldbereich mittels der Lasereinrichtungen 2 bzw. 3 auf Hindernisfreiheit überprüft wird und daß bei Vorhandensein eines Hindernisses ein Warnsignal erzeugt wird.

Weiterhin kann die erfundungsgemäße Vorrichtung zum Ausdocken eines an einer Fahrgastbrücke angedockten Flugzeuges verwendet werden, wobei nach dem Zurückfahren der Fahrgastbrücke in ihre Ruhestellung die im Unteranspruch 20 genannten Verfahrensschritte a bis e durchzuführen sind.

## Patentansprüche

1. Verfahren zum Andocken eines Flugzeuges an eine Fluggastbrücke eines Flughafengebäudes durch Ortung des auf dem letzten Streckenabschnitt des Vorfeldes eines Flughafens befindlichen Flugzeuges und durch Führung des Flugzeuges zu einer durch die Fluggastbrücke vorgegebenen Halteposition unter Verwendung
  - einer Lasersendereinrichtung, die auf einen vorgegebenen Flugzeugteilbereich gerichtete Laserstrahlimpulse aussendet,
  - einer Laserempfangseinrichtung, die die vom Flugzeugteilbereich reflektierten Laserstrahlimpulse empfängt,
  - einer der Laserempfangseinrichtung nachgeordneten Auswerteeinrichtung zur Ermittlung der Entfernung bzw. Abweichung des Flugzeuges von der Halteposition bzw. von der Idealrolllinie, wobei vor Beginn des Ortungsvorganges den Flugzeugtyp charakterisierende Daten in die Auswerteeinrichtung zwecks Ermittlung der Halteposition des Flugzeuges eingegeben werden, und
  - einer in der Sichtlinie des Flugzeugführers befindlichen Anzeigevorrichtung zur Anzeige der Entfernung bzw. Abweichung des Flugzeuges von der Halteposition bzw. der Idealrolllinie sowie eines Haltesignals, gekennzeichnet durch folgende Verfahrensschritte:
    - a) die Rumpfspitze des Flugzeuges (1) wird in einer durch den Flugzeugtyp vorgegebenen Ausgangsstellung durch die von der Lasersendereinrichtung (2) ausgesandten Laserstrahlimpulse in horizontaler und vertikaler Richtung abgetastet,
    - b) die von dem außerhalb des Radombereichs befindlichen Rumpfspitzenbereich reflektierten Laserstrahlimpulse werden von der Laserempfangseinrichtung (2) empfangen und als Meßwerte der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) zugeführt,
    - c) aus den Meßwerten wird in der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) durch Vergleich mit den Sollwerten einer in der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) abgelegten und durch den Flugzeugtyp vorgegebenen (flugzeugtypspezifischen) Rumpfspitzen-Schablone der aktuelle Signalverlauf der Rumpfspitze in der Ausgangsstellung ermittelt,
    - d) aus den Daten des aktuellen Signalverlaufes der Rumpfspitze werden für die Ausgangsstellung die aktuelle Entfernung und die aktuelle Abweichung des Flugzeuges (1) von der Halteposition und der Idealrolllinie ermittelt und auf der Anzeigevorrichtung (8) zur Anzeige gebracht,
    - e) die Verfahrensschritte a bis d werden für weitere, sich verkürzende Entfernungsschwellen unter gleichzeitiger Abänderung des Neigungswinkels zwischen den von der Lasersendereinrichtung (2) ausgesandten Laserstrahlimpulsen und der Rollbahn in Abhängigkeit von den Entfernungsschwellen solange wiederholt, bis die Halteposition von dem Flugzeug (1) erreicht wird, und
    - f) beim Erreichen der Halteposition durch das Flugzeug (1) wird auf der Anzeigevorrichtung (8) ein Haltesignal für den Flugzeugführer angezeigt.
2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Rumpfspitze des Flugzeuges (1) von den Laserstrahlimpulsen in horizontaler Hauptrichtung und in mehreren vertikal übereinander liegenden Zeilen abgetastet wird.
3. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Rumpfspitze des Flugzeuges (1) von den Laserstrahlimpulsen in vertikaler Hauptrichtung und in mehreren nebeneinander liegenden Spalten abgetastet wird.
4. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Rumpfspitze des Flugzeuges (1) durch die von der Lasersendereinrichtung (2) ausgesandten Laserstrahlimpulse bei horizontaler bzw. vertikaler Hauptabtastrichtung gleichzeitig in mehreren vertikal übereinander liegenden Zeilen bzw. in mehreren horizontal nebeneinander liegenden Spalten abgetastet werden.
5. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Rumpfspitze des Flugzeuges (1) durch die von der Lasersendereinrichtung ausgesandten Laserstrahlimpulse bei horizontaler bzw. vertikaler Hauptabtastrichtung zeitlich aufeinanderfolgend in mehreren vertikal übereinander liegenden Zeilen bzw. in mehreren horizontal nebeneinander liegenden Spalten abgetastet werden.
6. Verfahren nach Anspruch 1, 2, 3, 4 oder 5 dadurch gekennzeichnet, daß die Ermittlung der Entfernung bzw. Abweichung des Flugzeuges von der Halteposition bzw. von der Idealrolllinie für jede Entfernungsschweile solange wiederholt wird, bis das Flugzeug (1) die nachfolgende Entfernungsschweile zwischen Flugzeug (1) und Halteposition erreicht hat.

# DE 43 01 637 A1

7. Verfahren nach Anspruch 1, 2, 3, 4, 5 oder 6, dadurch gekennzeichnet, daß die Entfernung bzw. Abweichung des Flugzeuges (1) von der Halteposition bzw. von der Idealrolllinie für jede Entfernungsschwelle solange auf der Anzeigevorrichtung angezeigt wird, bis das Flugzeug (1) die nachfolgende Entfernungsschwelle zwischen Flugzeug (1) und Halteposition erreicht hat.

5 8. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Neigungswinkel zwischen den von der Lasersendereinrichtung (2) ausgesandten Laserstrahlimpulsen und der Rollbahn für Flugzeuge (1), deren Abstand zwischen Rumpfspitze und Rollbahn kleiner als der Abstand zwischen Lasersendereinrichtung (2) und Rollbahn ist, in Abhängigkeit von den Entfernungsschwellen verkleinert wird.

10 9. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Neigungswinkel zwischen den von der Lasersendereinrichtung (2) ausgesandten Laserstrahlimpulsen und der Rollbahn für Flugzeuge (1), deren Abstand zwischen Rumpfspitze und Rollbahn größer als der Abstand zwischen Lasersendereinrichtung (2) und Rollbahn ist, in Abhängigkeit von den Entfernungsschwellen vergrößert wird.

15 10. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, daß nach Abtastung einer Rumpfspitze eines Flugzeuges (1) durch Vergleich mit vorgegebenen abgespeicherten Rumpf spitzen eine Typenerkennung des Flugzeuges (1) durchgeführt wird.

11. Verfahren nach Anspruch 10, dadurch gekennzeichnet, daß die Flugzeugtypenerkennung zur Unterscheidung von anderen auf dem Vorfeld befindlichen Flugzeugen und Fahrzeugen verwendet wird.

12. Verfahren nach Anspruch 10 oder 11, dadurch gekennzeichnet, daß nach Erkennung und Erfassung eines Flugzeuges (1) alle auf dem Vorfeld befindlichen Störobjekte, die eine geringere Höhe als die Rumpfspitze des Flugzeuges (1) über der Rollbahn aufweisen, ausgebendet werden.

20 13. Verfahren nach Anspruch 9, gekennzeichnet durch die Ausführung eines Systemselbsttestes vor oder nach der Erkennung und Erfassung eines Flugzeuges.

14. Verfahren nach Anspruch 9 oder 13, dadurch gekennzeichnet, daß vor oder nach Erkennung und Erfassung eines Flugzeuges (1) der gesamte Vorfeldbereich mittels der Lasereinrichtungen (2 bzw. 3) auf Hindernisfreiheit überprüft wird und daß bei Vorhandensein eines Hindernisses ein Warnsignal erzeugt wird.

25 15. Vorrichtung zur Durchführung des Verfahrens nach einem der Ansprüche 1 bis 14, dadurch gekennzeichnet, daß einer Lasersender- und Laserempfangseinrichtung (2) eine Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) nachgeordnet ist, daß der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) das zu ortende Flugzeug (1) charakterisierende Daten zugeführt werden, und daß die von der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) ermittelten aktuellen Abweichungen des Flugzeuges (1) von der Halteposition und der Idealrolllinie sowie ein Haltesignal auf einer in der Sichtlinie des Flugzeugführers befindlichen Anzeigevorrichtung (8) angezeigt werden.

30 16. Vorrichtung nach Anspruch 15, dadurch gekennzeichnet, daß der Lasersender- und Laserempfangseinrichtung (2) ein von der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) gesteuerter Elevationsantrieb (3) zur Einstellung des Neigungswinkel zwischen den ausgesandten Laserstrahlimpulsen und der Rollbahn zugeordnet ist.

35 17. Vorrichtung nach Anspruch 15 oder 16, dadurch gekennzeichnet, daß der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) ein Personalcomputer (6) und ein Monitor (7) für Abgleich- und Demonstrationszwecke nachgeschaltet sind.

40 18. Vorrichtung nach Anspruch 15 oder 16, dadurch gekennzeichnet, daß die Lasersender- und Laserempfangseinrichtung (2) in weiten Bereichen seitlich von der Einrollleitlinie wahlfrei angeordnet ist.

19. Verwendung der Vorrichtung nach einem der Ansprüche 15, 16, 17 oder 18 zum Ausdocken eines vorzugsweise nach einem der Ansprüche 1 bis 16 an einer Fluggastbrücke angedockten Flugzeuges dadurch gekennzeichnet, daß nach dem Zurückfahren der Fluggastbrücke in ihre Ruhestellung

45 a) die Rumpfspitze des Flugzeuges (1) in der durch den Flugzeugtyp vorgegebenen Halteposition durch die von der Lasersendereinrichtung (2) ausgesandten Laserstrahlimpulse in horizontaler und vertikaler Richtung abgetastet wird.

b) die von dem außerhalb des Radombereichs befindlichen Rumpfspitzenbereich reflektierten Laserstrahlimpulse von der Laserempfangseinrichtung (2) empfangen und als Meßwerte der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) zugeführt werden,

c) aus den Meßwerten in der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) durch Vergleich mit den Sollwerten einer in der Steuer- und Auswerteeinrichtung (5) abgelegten und durch den Flugzeugtyp vorgegebenen (flugzeugtyp-spezifischen) Rumpf spitzen-Schablone der aktuelle Signalverlauf der Rumpf spitze in der Halteposition ermittelt wird,

50 d) aus den Daten des aktuellen Signalverlaufes der Rumpf spitze für weitere, sich verlängernde Entfernungsschwellen unter gleichzeitiger Abänderung des Neigungswinkels zwischen den von der Lasersendereinrichtung (2) ausgesandten Laserstrahlimpulsen und der Rollbahn in Abhängigkeit von den Entfernungsschwellen die jeweils aktuelle Entfernung und die aktuelle Abweichung des Flugzeuges (1) von der Halteposition und der Idealrolllinie unter Wiederholung der Schritte a bis c ermittelt und auf der Anzeigevorrichtung (8) zur Anzeige gebracht werden, und

55 e) beim Erreichen der Wende- und Startposition durch das Flugzeug (1) auf der Anzeigevorrichtung (8) ein Wende- und Startesignal für den Flugzeugführer angezeigt wird.

Hierzu 5 Seite(n) Zeichnungen

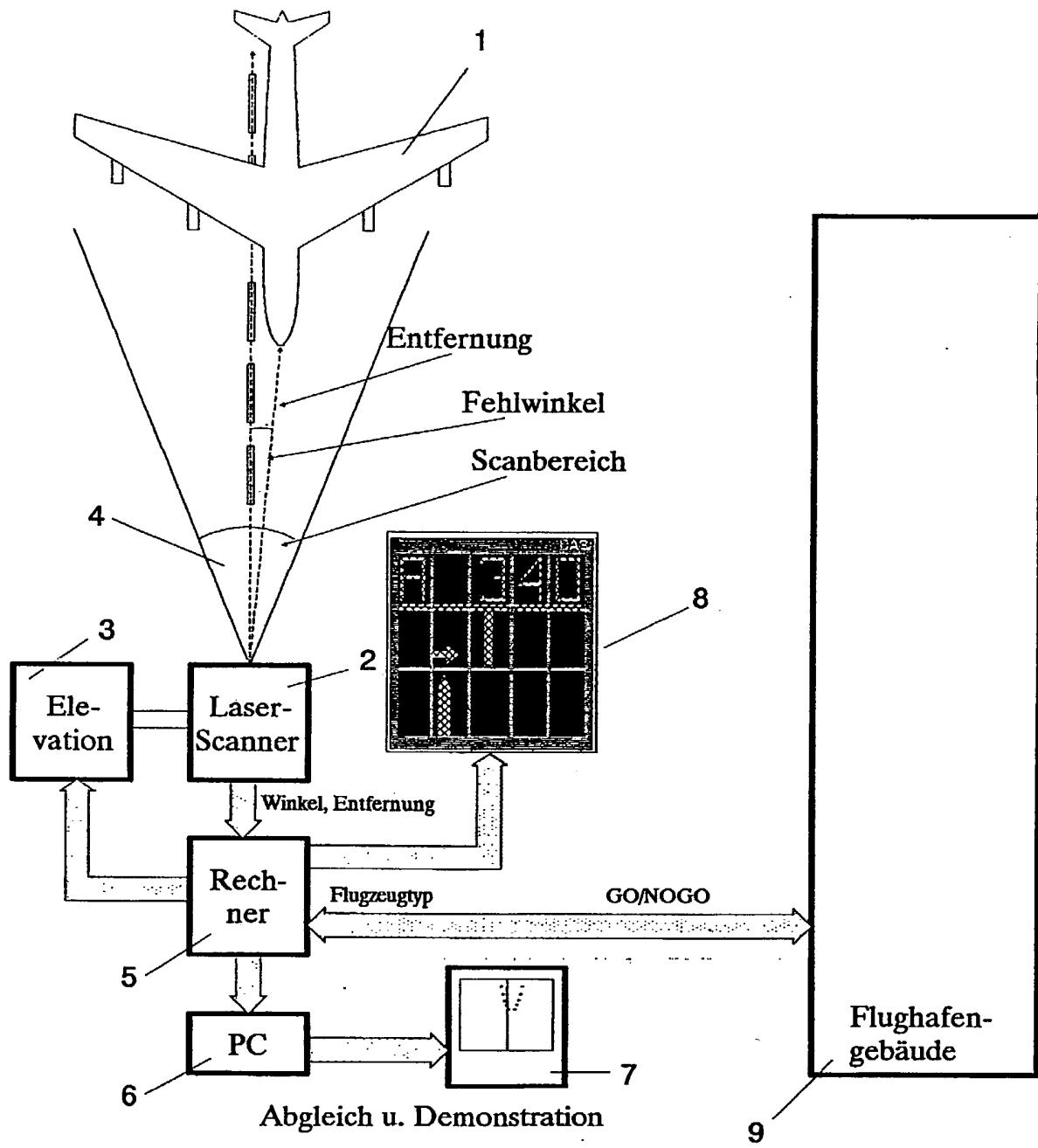
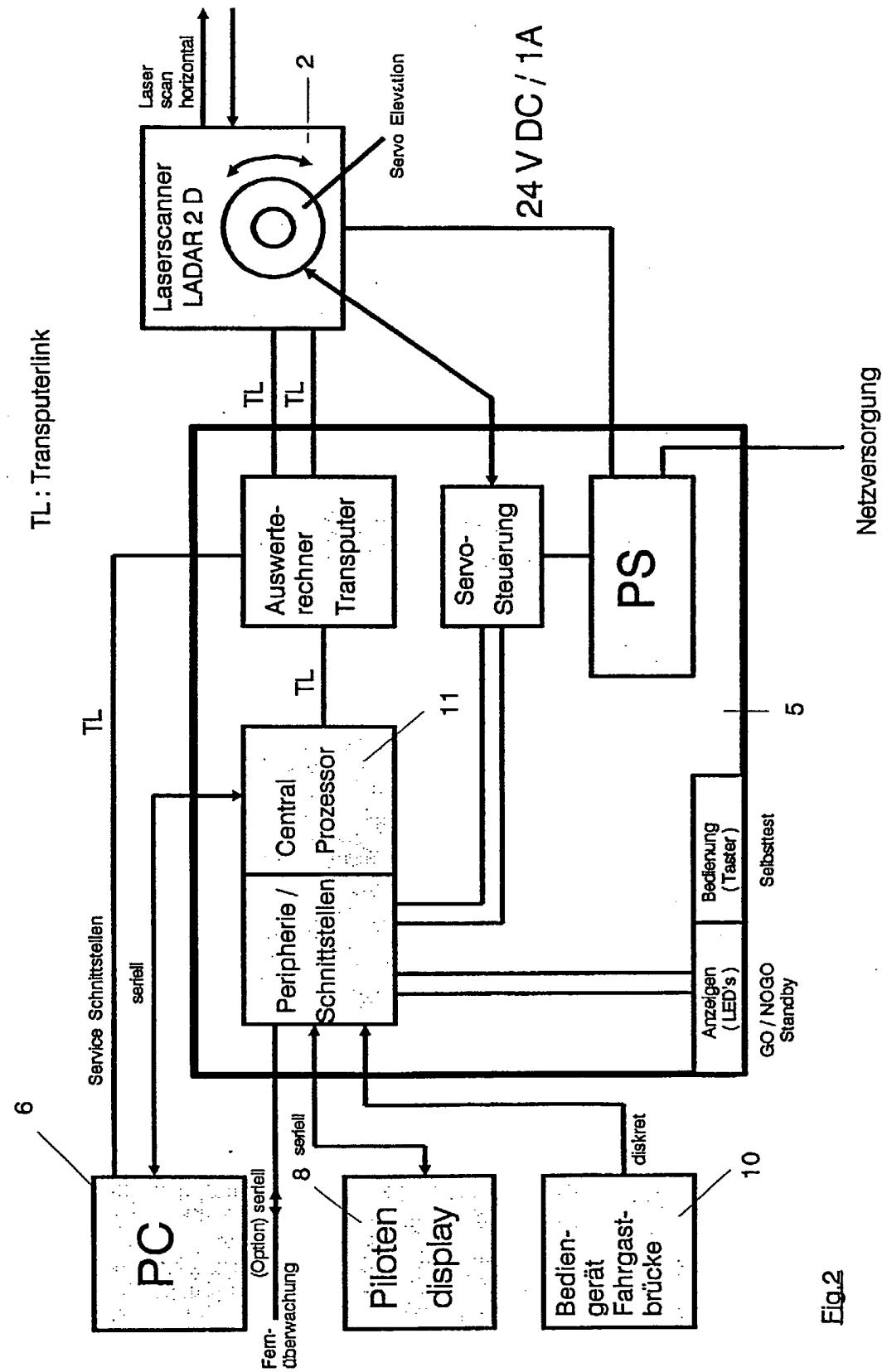
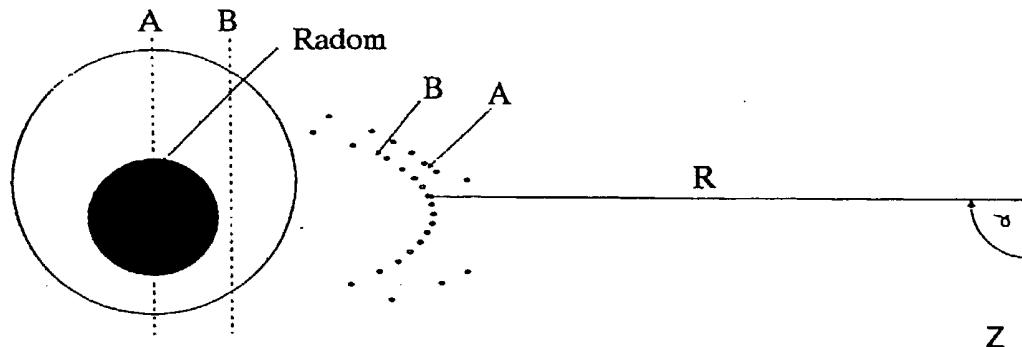
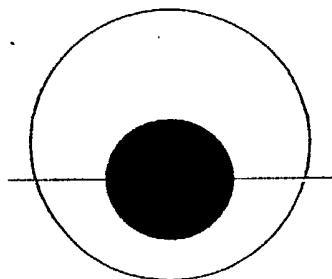
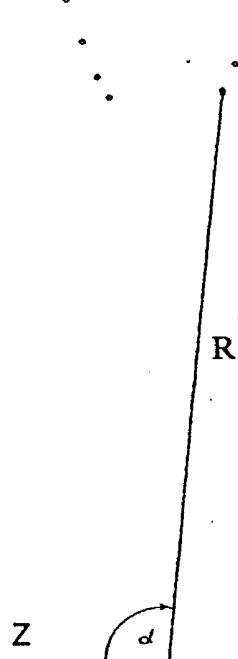


Fig.1



Fig. 3 a Vertikale Schnitte  
durch den RumpfFig. 3 b Signale der vertikalen Schnitte  
 $R = f(\alpha)$ Fig. 4a Horizontaler Schnitt  
durch den RumpfFig. 4b Signal des horiz. Schnittes  
 $R = f(\alpha)$

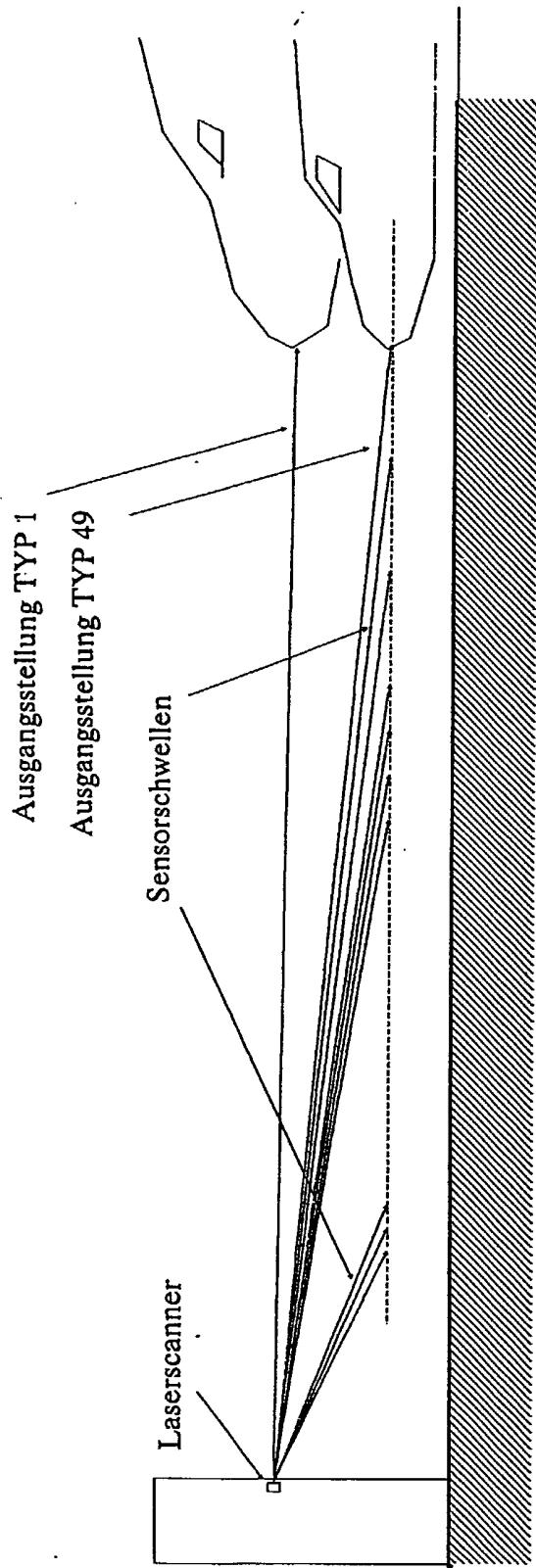


Fig. 5

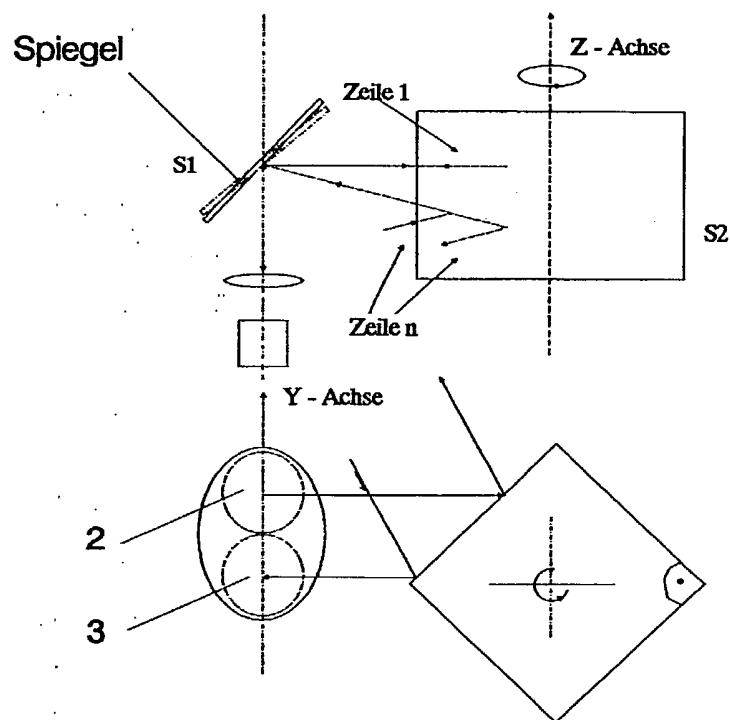


Fig. 6